

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 11-256254

(43)Date of publication of application : 21.09.1999

(51)Int.Cl. C22C 1/09
B22D 19/14
// D01F 9/12

(21)Application number : 10-346178 (71)Applicant : AEROSPAT SOC NATL IND

(22)Date of filing : 04.12.1998 (72)Inventor : BILLAUD LAETITIA
GAUDIN JOCELYN
NIVET LUTZ MARTINE
PONCY JOEL

(30)Priority

Priority number : 97 9715306 Priority date : 04.12.1997 Priority country : FR

(54) METAL MATRIX COMPOSITE MATERIAL CONSTITUTING MEMBER HAVING
HIGH RIGIDITY AND HIGH STABILITY IN LONGITUDINAL DIRECTION

(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To provide a constituting member having high rigidity and high stability.

SOLUTION: An extended metal matrix composite material is composed of, by volume, 35 to 45% aluminum base or magnesium base alloy matrix and 65 to 55% continuous carbon fibers arranged by sheets parallel to the longitudinal direction. In the case the matrix is composed of an aluminum base, as for the ones of 25 to 60% among the plural sheets, the fibers are arranged at $0^{\circ}\pm 5^{\circ}$ with respect to the longitudinal direction of the constituting member. In the other sheets, the fibers are arranged at $\pm 20^{\circ}$ or $\pm 40^{\circ}$ with respect to a prescribed direction. In the case the matrix is composed of a magnesium base, the fibers having an ultrahigh coefficient are arranged at $0^{\circ}\pm 5^{\circ}$ in at least 90% of the sheets. This material imparts high rigidity and high stability in a prescribed direction and is suitable for application in the aerospace industry.

LEGAL STATUS

[Date of request for examination] 20.10.2005

[Date of sending the examiner's decision of
rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of extinction of right]

* NOTICES *

JPO and NCIPi are not responsible for any damages caused by the use of this translation.

- 1.This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.
- 2.*** shows the word which can not be translated.
- 3.In the drawings, any words are not translated.

CLAIMS

[Claim(s)]

[Claim 1] it extends in the predetermined direction -- having -- coming out -- getting down -- 35 From volume % 45 With the aluminum radical alloy matrix of volume % It has been arranged as a continuation sheet parallel to said predetermined direction. 65 From volume % 55 It consists of a carbon fiber which volume % followed. Said carbon fiber is abbreviation at least. 90% is fiber which has a super-high multiplier, and it is abbreviation among two or more sheets. From 25% to abbreviation 60% of thing The carbon fiber which has said super-high multiplier receives in said direction. It sets at 0 degree ** 5 degrees at an alignment eclipse and other sheets. The carbon fiber which has said super-high multiplier receives in said direction. Metal matrix composite-material configuration member characterized by being oriented at the include angle (**20 degrees thru/or ** 40 degree).

[Claim 2] Said matrix is abbreviation. 10 Configuration member according to claim 1 characterized by consisting of the aluminum radical alloy containing the magnesium of volume %.

[Claim 3] The fiber of said super-high multiplier is the abbreviation of said sheet. From 45% to abbreviation In 55% Configuration member according to claim 1 characterized by being oriented with 0 degree ** 5 degrees.

[Claim 4] The fiber of said super-high multiplier is the abbreviation of said sheet. In 50% Configuration member according to claim 3 characterized by being oriented with 0 degree ** 5 degrees.

[Claim 5] The fiber of said super-high multiplier is abbreviation within the sheet of others other than said sheet. Configuration member according to claim 1 characterized by being oriented with **25 degrees.

[Claim 6] It is extended in the predetermined direction and is 35. From volume % 45 The magnesium radical alloy matrix of volume %,

*** NOTICES ***

JPO and NCIP are not responsible for any damages caused by the use of this translation.

- 1.This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.
- 2.*** shows the word which can not be translated.
- 3.In the drawings, any words are not translated.

DETAILED DESCRIPTION

[Detailed Description of the Invention]**[0001]**

[Field of the Invention] This invention relates to the configuration member by which the composite material which has an aluminum basic metal matrix and a magnesium basic metal matrix with the continuous carbon fiber arranged with the piled-up sheet gestalt was extended.

[0002] fiber with the long publication through this whole specification a "continuous fiber" -- meaning -- *** -- the direction of predetermined to the fiber in a configuration member -- being in agreement -- the other end from the end of a configuration member -- or it is prolonged fiber, without breaking off in any way over a perimeter edge.

[0003] The publication with "the extended configuration member" means the configuration members (a plate, a rod, tube, etc.) of the arbitration which has a big dimension in the predetermined direction called the "longitudinal direction" which stress should be delivered.

[0004] The vocabulary with a "sheet" means the layer of textiles or a nonwoven fabric (woven or unwoven fabrics) as usual regardless of the approach by which the layer was made (draping (draping) again confounding (winding) etc.).

[0005] Especially the metal matrix composite-material configuration member by this invention is suitable for the application in a space industry, and the application which more generally needs high order stability.

[0006]

[Description of the Prior Art] It differs at the satellite and probing equipment which are used in space, or stress with the amount of [of a spacecraft] structured division especially severe in addition to this and the point of especially receiving mechanical stress and thermal stress. Therefore, it is necessary to measure the effectiveness of gravity, humidity, or temperature carefully in the assembly in the ground, or a trial.

[0007] In a launch phase, a launch rocket tells an intense vibration and an intense thrust to a spacecraft. In the culmination, while the spacecraft is operating, the spacecraft has received the severe temperature gradient in respect of not being illuminated in the field currently compared with the sun. Furthermore, a spacecraft is in a vacua and will be dehydrated.

[0008]

* NOTICES *

JPO and NCIPi are not responsible for any damages caused by the use of this translation.

- 1.This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.
- 2.**** shows the word which can not be translated.
- 3.In the drawings, any words are not translated.

TECHNICAL FIELD

[Field of the Invention] This invention relates to the configuration member by which the composite material which has an aluminum basic metal matrix and a magnesium basic metal matrix with the continuous carbon fiber arranged with the piled-up sheet gestalt was extended.

[0002] fiber with the long publication through this whole specification a "continuous fiber" -- meaning -- **** -- the direction of predetermined to the fiber in a configuration member -- being in agreement -- the other end from the end of a configuration member -- or it is prolonged fiber, without breaking off in any way over a perimeter edge.

[0003] The publication with "the extended configuration member" means the configuration members (a plate, a rod, tube, etc.) of the arbitration which has a big dimension in the predetermined direction called the "longitudinal direction" which stress should be delivered.

[0004] The vocabulary with a "sheet" means the layer of textiles or a nonwoven fabric (woven or unwoven fabrics) as usual regardless of the approach by which the layer was made (draping (draping) again confounding (winding) etc.).

[0005] Especially the metal matrix composite-material configuration member by this invention is suitable for the application in a space industry, and the application which more generally needs high order stability.

[Translation done.]

* NOTICES *

JPO and NCIPi are not responsible for any damages caused by the use of this translation.

- 1.This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.
- 2.**** shows the word which can not be translated.
- 3.In the drawings, any words are not translated.

TECHNICAL PROBLEM

[Description of the Prior Art] It differs at the satellite and probing equipment which are used in space, or stress with the amount of [of a spacecraft] structured division especially severe in addition to this and the point of especially receiving mechanical stress and thermal stress. Therefore, it is necessary to measure the effectiveness of gravity, humidity, or temperature carefully in the assembly in the ground, or a trial.

[0007] In a launch phase, a launch rocket tells an intense vibration and an intense thrust to a spacecraft. In the culmination, while the spacecraft is operating, the spacecraft has received the severe temperature gradient in respect of not being illuminated in the field currently compared with the sun. Furthermore, a spacecraft is in a vacua and will be dehydrated.

[0008] In the environment where the above-mentioned stress and constraint exist, manufacture of a structural member produces a difficult problem, and when being used in order to support a high precision mechanical equipment like the mirror in which especially a structural member belongs to an optical system, it produces a difficult problem.

[0009] In order to make the structural member which can oppose the above-mentioned stress by itself now in relation to this, while it has the stability of suitable magnitude, and rigidity, the ingredient with which indispensable positioning accuracy is compensated does not exist. It is because a heat regulator with a complicated change sometimes operates with said structural member.

[0010] Therefore, the metal member has the expansion coefficient which is never zero. With this expansion coefficient, when a metal member receives a temperature change, it becomes positioning instability. The rigidity of a mechanical member is also only unsuitable to the application generally taken into consideration.

[0011] A metal matrix composite-material configuration member can have high rigidity in the longitudinal direction of a part rather than can be [and] so sensitive to a temperature change. However, the metal matrix composite-material configuration member has the important fault that the water which metal matrix composite material was absorbing on the ground flows out gradually, when rushing into a vacuum. When [this] water flows out gradually, the dimension of a part will change. The following excessive procedures are needed at the time of manufacture of a spacecraft. Change which permits re-positioning of a high precision mechanical equipment in space will equip a spacecraft with complicated equipment. However, the above-mentioned point is an activity which consumes the difficulty and energy which will influence the dependability of a spacecraft and will contract the service life of a spacecraft.

[0012] by using a metal matrix composite-material configuration member, since a continuous fiber exists, as compared with what consists of a pure metal configuration member, it can be markedly alike, and rigidity can be raised. Furthermore, the problem of change of the dimension by dehydration in a vacuum is removed. further -- these advantageous points -- the case of a carbon-aluminum fiber-composite material and a carbon-magnesium fiber-composite material -- especially -- C.Desagulier him -- ** -- the paper "High Stable Advanced Materials For Space Telescope and An Application of Metal Matrix Composites" (IAF-96-I.3.01) to twist is indicated. using-carbon fiber and condition of super-high multiplier that sheet [which is especially coefficient-of-thermal-expansion 302 GPa of a longitudinal direction in this paper (aluminum matrix)], and element "layer" are obtained recommendation *****, α_L 1 and $10^{-6}/\text{degreeC}$ -- or (magnesium matrix) -- 1.27 and $10^{-6}/\text{degreeC}$ (aluminum matrix) and tension multiplier of a longitudinal direction EL 280 GPa -- or (magnesium matrix) --

[0013] However, coefficient of thermal expansion of a longitudinal direction α_L About the procedure to manufacture of the thin configuration member (set of each sheet) which must be zero (that is, the absolute value of a coefficient of thermal expansion is 0.2 and $10^{-6}/\text{degree C}$ henceforth) substantially, it is not suggested at all.

[Translation done.]

*** NOTICES ***

JPO and NCIPi are not responsible for any damages caused by the use of this translation.

- 1.This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.
- 2.*** shows the word which can not be translated.
- 3.In the drawings, any words are not translated.

MEANS

[Means for Solving the Problem] Especially, this invention can have high rigidity and the Takayasu quality of a dimension, in order to support a high precision mechanical equipment in space so that it can be used by the original configuration of this metal matrix composite-material configuration member about a metal matrix composite-material configuration member in space and.

[0015] According to this invention, it can have high rigidity and the Takayasu quality of a dimension by the metal matrix composite-material configuration member. it be extend in the predetermined direction and this metal matrix composite material configuration member be each. 35 from volume % 45 from 65 volume % arrange as a continuation sheet parallel to the aluminum radical alloy matrix of volume %, and a predetermined direction 55 it be characterize by have the carbon fiber (it be abbreviation at least 90% of carbon fiber be fiber which have a super-high multiplier) which volume % followed. The carbon fiber of this super-high multiplier is abbreviation among two or more sheets to a predetermined direction. From 25% to abbreviation It is 60% of thing. In an alignment eclipse and other sheets, the carbon fiber of a super-high multiplier is oriented with 0 degree ** 5 degrees between **20 degrees thru/or ** 40 degree to the predetermined direction.

[0016] In this case, an aluminum radical alloy matrix is abbreviation. The magnesium of 10 volume % is included. AG10 It is desirable that it is a mold alloy.

(51)Int.Cl. ⁶		識別記号	F I	
C 2 2 C	1/09		C 2 2 C	1/09
				Q
				V
B 2 2 D	19/14		B 2 2 D	19/14
// D 0 1 F	9/12		D 0 1 F	9/12
				B
審査請求 未請求 請求項の数13 O L （全 7 頁）				
(21)出願番号	特願平10－346178		(71)出願人	591228823
(22)出願日	平成10年(1998)12月 4 日			アエロスパティアル・ソシエテ・ナショナル・インダストリエル
(31)優先権主張番号	9 7	1 5 3 0 6		フランス・75781・パリ・セデックス・
(32)優先日	1997年12月 4 日			16・ブルヴァール・ドゥ・モンモレンシー・37
(33)優先権主張国	フランス（F R）		(72)発明者	レティツア・ピロー
				フランス・75020・パリ・リュ・ドゥ・
				ラ・レユニオン・11－15
			(72)発明者	ジョスリン・ゴードン
				フランス・92410・ヴィル・ダヴレ・アヴ
				ニュ・バルザック・55
			(74)代理人	弁理士 志賀 正武 （外 9 名）
				最終頁に続く

(54)【発明の名称】 長手方向に高剛性及び高安定性を有するメタルマトリックス複合材料構成部材

(57)【要約】
【課題】 高剛性及び高安定性を有する構成部材を提供することを目的とする。
【解決手段】 延長されたメタルマトリックス複合材料は、35体積％から45体積％のアルミニウム基・マグネシウム基合金マトリックスと、長さ方向に平行なシートで配置された65体積％から55体積％の連続炭素繊維とからなる。マトリックスがアルミニウム基である場合に、複数のシートのうち25％から60％のもので繊維が構成部材の長手方向に対して0°±5°に配置されている。その他のシートでは繊維が所定方向に対して±20°ないし±40°に配置されている。マトリックスがマグネシウム基である場合に、超高係数の繊維はシートの少なくとも90％で0°±5°に配置されている。上記材料は所定方向に高剛性値及び高安定性を与え、航空宇宙産業での応用に適している。

【特許請求の範囲】

【請求項 1】 所定の方向に延長されであり、
35 体積%から 45 体積%のアルミニウム基合金マトリックスと、前記所定の方向に平行な連続シートとして配置された 65 体積%から 55 体積%の連続した炭素繊維からなり、
前記炭素繊維の少なくとも約 90%が超高係数を有する繊維であり、
複数のシートのうち約 25%から約 60%のものは、前記超高係数を有する炭素繊維が前記方向に対して $0^\circ \pm 5^\circ$ に方向付けられ、かつ、他のシートにおいては、前記超高係数を有する炭素繊維が前記方向に対して $\pm 20^\circ$ ないし $\pm 40^\circ$ の角度で方向付けられていることを特徴とするメタルマトリックス複合材料構成部材。
【請求項 2】 前記マトリックスは、約 10 体積%のマグネシウムを含むアルミニウム基合金から成ることを特徴とする請求項 1 記載の構成部材。
【請求項 3】 前記超高係数の繊維は、前記シートの約 45%から約 55%において $0^\circ \pm 5^\circ$ に方向付けられていることを特徴とする請求項 1 記載の構成部材。
【請求項 4】 前記超高係数の繊維は、前記シートの約 50%において $0^\circ \pm 5^\circ$ に方向付けられていることを特徴とする請求項 3 記載の構成部材。
【請求項 5】 前記超高係数の繊維は、前記シート以外のその他のシート内で約 $\pm 25^\circ$ に方向付けられていることを特徴とする請求項 1 記載の構成部材。
【請求項 6】 所定の方向に延長されており、
35 体積%から 45 体積%のマグネシウム基合金マトリックスと、所定の方向に平行な連続シートに配置された 65 体積%から 55 体積%の連続した炭素繊維とからなり、
前記炭素繊維の少なくとも約 90%が超高係数を有する繊維であり、
該超高係数を有する炭素繊維は、少なくとも前記シートの約 90%のものにおいて、前記所定の方向に対して $0^\circ \pm 5^\circ$ に方向付けられていることを特徴とするメタルマトリックス複合材料構成部材。
【請求項 7】 前記マトリックスは、約 9 体積%のアルミニウムを含むマグネシウム基合金であることを特徴とする請求項 6 記載の構成部材。
【請求項 8】 前記超高係数を有する炭素繊維は、前記シートの約 100%のものにおいて $0^\circ \pm 5^\circ$ に方向付けられていることを特徴とする請求項 6 記載の構成部材。
【請求項 9】 複数の前記シートは、連続する前記超高係数を有する炭素繊維から成る約 90%の縦糸と、やや低い係数を有するその他の連続する炭素繊維から成る約 10%の横糸とを有していることを特徴とする請求項 1 記載の構成部材。
【請求項 10】 前記超高係数を有する炭素繊維は、前記所定の方向に対して、前記構成部材の一端から他端へ

と延長していることを特徴とする請求項 1 記載の構成部材。

【請求項 11】 前記超高係数を有する炭素繊維は、少なくとも約 650 GPa の引張り係数を有している繊維であることを特徴とする請求項 1 記載の構成部材。

【請求項 12】 前記シートは、前記所定の方向に平行な中間長手方向表面に対して鏡面对称に配置されていることを特徴とする請求項 1 記載の構成部材。

【請求項 13】 宇宙船に属していることを特徴とする請求項 1 記載の構成部材。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、重ねられたシート形態で配置された連続した炭素繊維とともに、アルミニウム基金属マトリックスやマグネシウム基金属マトリックスを有する複合材料の延長された構成部材に関するものである。

【0002】本明細書の全体を通して「連続繊維」という記載は長い繊維を意味しており、構成部材中の繊維に所定の方向に一致して構成部材の一端から他端へまたは全周縁にわたって何ら途切れることなく延びている繊維である。

【0003】「延長された構成部材」との記載は、応力が伝達されるべき「長手方向」と呼ばれる所定の方向に大きな寸法を有する任意の構成部材（プレート、ロッド、チューブ等）を意味している。

【0004】「シート」との用語は、層が（ドレーピング（draping）また交絡（winding）等）作られた方法に関係なく、織物または不織布（woven or unwoven fabrics）の層を慣習的に意味している。

【0005】本発明によるメタルマトリックス複合材料構成部材は、特に宇宙産業における用途や、より一般的に高次安定性を必要とする用途に適している。

【0006】

【従来の技術および発明が解決しようとする課題】宇宙で使用される人工衛星や探測装置やその他宇宙船の構造部分は、特に厳しい応力、とりわけ機械的応力及び熱応力を受ける点で異なっている。よって、地上での組立や試験では、重力や湿度や温度の効果を注意深く測定する必要がある。

【0007】打上げ段階では、打上げロケットが宇宙船に激しい振動と推力を伝える。最終段階では、宇宙船が作動しているとき、太陽に照らされている面か照らされていない面かで宇宙船は激的な温度差を受けている。さらに宇宙船が真空状態にあり脱水されることになる。

【0008】前述の応力や制約が存在する環境では、構造部材の製造は困難な問題を生じ、特に構造部材が光学システムに属する鏡のような高精度機器を支持するために使用されるときに困難な問題を生じる。

【0009】このことに関連して、現在のところ、それ

自体で前述の応力に対抗できる構造部材を作るために適当な大きさの安定性と剛性とを有する一方で、必須位置決め精度を補償する材料は存在していない。なぜならば、変化が複雑な熱調整器が前記構造部材とともに時々作動するからである。

【0010】よって、金属部材はいつもゼロでない膨張係数を有している。この膨張係数により、金属部材が温度変化を受けるときに位置決め不安定性となる。単に機械的部材の剛性もまた概して考慮された応用に対して不適切である。

【0011】メタルマトリックス複合材料構成部材は、温度変化にあまり敏感ではなく、かつ部分の長手方向に高剛性を有することができる。しかし、メタルマトリックス複合材料構成部材は、真空に突入する時にメタルマトリックス複合材料が地上では吸収していた水が徐々に流出するという重要な欠点を持っている。この徐々に水が流出することにより部分の寸法が変化することになる。宇宙船の製造時に以下の余計な手順を必要とする。宇宙において高精度機器の再位置決めを許容する変化が複雑な装置を宇宙船に備えることになる。しかし上記の点は宇宙船の信頼性に影響しかつ宇宙船のサービス寿命を縮めることになる困難かつエネルギーを消費する作業である。

【0012】メタルマトリックス複合材料構成部材を使用することで、連続繊維が存在するために、純金属構成部材から成るものと比較して格段に剛性を向上させることができる。さらに、真空での脱水による寸法の変化の問題が除かれる。さらにこれらの有利点は、炭素-アルミニウム繊維複合材料と炭素-マグネシウム繊維複合材料の場合に、特に C. Desagulier 氏らによる論文 "High Stable Advanced Materials For Space Telescope, An Application of Metal Matrix Composites" (IAF-96-I.3.01) において記載されている。特にこの論文では、長手方向の熱膨張係数 α_L が $1 \cdot 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ (マグネシウムマトリックス) または $1.27 \cdot 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ (アルミニウムマトリックス)、長手方向の引張り係数 E_L が 280 GPa (マグネシウムマトリックス) または 302 GPa (アルミニウムマトリックス) であるシートや要素「層」が得られる超高係数の炭素繊維及び状態を使用すること勧めている。

【0013】しかし、長手方向の熱膨張係数 α_L が実質的にゼロ (すなわち熱膨張係数の絶対値が好ましくは $0.2 \cdot 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ 以下) でなければならぬ薄い構成部材 (各シートの集合) の製造に対する手順については何ら示唆されていない。

【0014】

【課題を解決するための手段】本発明は、特に、メタルマトリックス複合材料構成部材に関するもので、本メタルマトリックス複合材料構成部材の当初の構成により、宇宙にて使用できるように、また宇宙空間にて高精度機

器を支持するために、高剛性及び寸法の高安定性とを有することが可能である。

【0015】本発明によると、メタルマトリックス複合材料構成部材により高剛性及び寸法の高安定性とを有することができる。このメタルマトリックス複合材料構成部材は、所定の方向に延長され、かつそれぞれ 35 体積%から 45 体積%のアルミニウム基合金マトリックスと所定の方向に平行な連続シートとして配置された 65 体積%から 55 体積%の連続した炭素繊維 (少なくとも約 90%の炭素繊維が超高係数を有する繊維である) とを備えていることを特徴とする。この超高係数の炭素繊維は、所定の方向に対して複数のシートのうち約 25%から約 60%のもので $0^\circ \pm 5^\circ$ に方向付けられ、他のシートにおいて超高係数の炭素繊維が所定の方向に対して $\pm 20^\circ$ ないし $\pm 40^\circ$ の間に方向付けられている。

【0016】この場合、アルミニウム基合金マトリックスは約 10 体積%のマグネシウムを含む AG10 型合金であることが好ましい。上記超高係数の繊維は、複数のシートのうち 45%から 55% (好ましくは約 50%) のにおいて $0^\circ \pm 5^\circ$ に方向付けられていることが好都合である。さらに、超高係数の繊維は残りのシート内で約 $\pm 25^\circ$ に方向付けられていることが好都合である。

【0017】本発明によると、所定の方向に延長されたメタルマトリックス複合材料構成部材により課題で求めていた特徴が得られる。本発明のメタルマトリックス複合材料構成部材は、所定の方向に平行な連続シート内に配置された 35 体積%から 45 体積%のマグネシウム基合金マトリックスと 65 体積%から 55 体積%の連続した炭素繊維とを備え、前記炭素繊維の少なくとも約 90%が超高係数の繊維であり、該超高係数の繊維は複数のシートのうち少なくとも 90%のもので所定の方向に対し $0^\circ \pm 5^\circ$ に方向付けられている。

【0018】この場合、マグネシウム基合金マトリックスは約 9 体積%のアルミニウムを含む GA9Z1 型合金であることが好ましい。前記超高係数の繊維は複数のシートのうち約 100%のもので $0^\circ \pm 5^\circ$ に方向付けられていることが好都合である。

【0019】上記本発明において、構成部材は少なくとも長手方向において事実上完全な安定性を有している。よって、全て金属から成る構成部材またはメタルマトリックスを有する構成部材を使用するため地上において水分の吸収がない。そのため構成部材が真空状態におかれた場合に寸法の変化がない。さらに、本発明による材料に固有の特徴点により、長手方向の熱膨張係数 α_L が実質的にゼロである。よって、この熱膨張係数の絶対値は $0.2 \cdot 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ より小さいかほぼ等しい。

【0020】本発明による構成部材は前記長手方向に高比剛性をも有している。さらに、所定の方向のこの比剛性は長手方向引張り係数 E_L と相対密度 ρ との比として与えられ、大抵の場合この比は 100 MPa を越えるこ

とはない。

【0021】少なくともいくつかのシートは、(例えばタフタ(taffeta)タイプの)織物であり、超高係数を持つ連続した炭素繊維からなる約90%の縦糸(warp yarns)とやや低い係数を持つ他の連続した炭素繊維からなる約10%の横糸(weft yarns)とで構成されることが好ましい。この横糸は縦糸を保持もしくは維持する特別な役目を有している。

【0022】本発明において、超高係数の繊維は少なくとも約650 GPaに等しい引張り係数を持ち、かつ該繊維は構成部材の長手方向に沿って一端から他端へ延びていることが好ましい。前記シートは長手方向と平行な中間の長手方向表面に対して鏡面对称に配置されていることが好ましい。

【0023】

【発明の実施の形態】本発明によると、延長された構成部材は長さ方向にとっても高い比剛性と事実上完全な寸法安定性を有するために、該構成部材が明確に規定された特性を有するメタルマトリックス複合材料から作られなければならない。「長さ方向のとっても高い比剛性」との記載は引張り係数 EL と相対密度 ρ との比を意味し、該比剛性値は長さ方向に概して100 GPaを越える値である。上述した好ましい実施の形態において、長手方向に測定された比剛性値が特定の場合には119 GPa(アルミニウム基マトリックス)または197 GPa(マグネシウム基マトリックス)であるので、上記目的は達成される。

【0024】また、「長さ方向の事実上完全な寸法安定性」との記載は、長手方向熱膨張係数 α_L の絶対値が概して $0.2 \cdot 10^{-6} / ^\circ C$ より小さい値であることを意味する。好ましい実施の形態において、測定される長手方向熱膨張係数の絶対値が、特定の場合には、 $0.08 \cdot 10^{-6} / ^\circ C$ (アルミニウム基マトリックス)または $0.01 \cdot 10^{-6} / ^\circ C$ (マグネシウム基マトリックス)であるので、上記「長さ方向の事実上完全な寸法安定性」もまた達成される。

【0025】本発明によると、延長された構成部材を作るために使用された複合材料は、構成部材の長手方向に平行な連続シートの形態に配置された連続した炭素繊維とともに、マグネシウム基合金マトリックスやアルミニウム基合金マトリックスを有している。

【0026】特に、マトリックスと繊維はそれぞれ構成部材の全体積の約40%と約60%を形成する。もし構成部材が他の材料(例えばある金属材料)から成る一つ以上の挿入物を含むならば、前記体積比は複合材料から成る構成部材の一部分にのみ適用される。実際には、「約40%」と「約60%」との記載は、マトリックスが構成部材の全体積の35%から45%を表し、かつ繊維が該構成部材の体積の65%から55%であることを意味している。

10 【0027】本発明の好ましい第1の実施の形態において、マトリックスが作られる合金は約10体積%のマグネシウムを含むアルミニウム合金である。このような合金は概して「AG10合金」との名称で知られている。

【0028】該第1の実施の形態において、連続した炭素繊維の少なくとも約90%が超高係数の繊維(すなわち少なくとも約650 GPaの引張り係数を有する繊維)である。特に、連続した炭素繊維はMITSUBISHI「K139」繊維である。

20 【0029】超高係数の炭素繊維は複数のシートのうち45%から55%のもので構成部材の長手方向に対して -5° と $+5^\circ$ との間の角度に方向付けられている。他のシート(すなわち複数のシートのうち55%から45%のもの)において、超高係数の炭素繊維は構成部材の長手方向に対して 20° から 40° の間の角度の一方またはその他の方向に交互に配置されている。

【0030】好ましい第1の実施の形態において、構成部材は繊維からなる多数のシートを有しており、かつ該シートは構成部材の中間の長手方向表面に対して鏡面对称に配置されかつ長手方向と平行に配置されている。該表面は構成部材断面が矩形か円形であるかに応じて平面形または円筒形である。

【0031】各シートにおいて、超高係数の繊維は互いに平行でありかつ他の構成部材の長手方向に沿って構成部材の一端から他端へ延びている。

【0032】本発明による構成部材は、まず繊維質前形成体(fibrous preform)を製造し、その後マトリックスを形成する合金に該前形成体を溶浸させることにより製造される。繊維質前形成体の製造は製造されるべき構成部材の形状に依存している。特に、超高係数の繊維は(交絡の場合に)単体で使用されまたは(織物の場合に)他の繊維と組み合わせて使用され、さもなくばこれら2つの処理を組み合わせることによって使用される。

30 【0033】全てのシートが各シート内で互いに平行な超高係数の繊維のみから形成される場合、繊維質マトリックスから形成される全ての炭素繊維は超高係数の繊維である。逆に、全てのシートが(超高係数の繊維が縦糸を構成する)織物の形態である場合、繊維質マトリックスの約90%の繊維が超高係数の繊維である。ある種の場合には、一部のシートが超高係数の繊維からのみ形成され、その他のシートが織物から形成されている。各分類のシートの百分率の数値として、繊維質前形成体における超高係数の繊維の百分率は約90%から約100%の間である。

40 【0034】記載した具体例の場合には、構成部材の要求を満たす製造を確実にするように、問題となっているシート内の前記繊維を相互に支持するために超高係数の繊維が織られている。この支持を確実にするために織物が織られる。例えば超高係数の炭素繊維により構成された約90%の縦糸とやや低い係数のその他の連続した炭

素繊維により構成された約 10%の横糸とを備えるタフタタイプの織物が織られる。第1の実施の形態において記載されるように、このその他の繊維は TORAYタイプの「M40」や「M50」である。

【0035】本発明によるメタルマトリックス複合材料構成部材は加圧鋳造により製造される。この手法によれば、オートクレーブに匹敵する同様の気密コンテナ内に、構成部材のマトリックス形成用合金のブロックを收容するつばが鋳型とともに置かれる。この鋳型は上述の構成に従って繊維質前形成体が予め製造される前に導

入される。
【0036】第1段階において、コンテナ内及び鋳型内が減圧され、金属合金ブロックを收容しているつばが加熱され、かつ鋳型が予熱される。

【0037】つば内に收容された合金が完全に溶解すると、この合金は鋳型内部に流し込まれる。この流し込みは概して約 30 bar から約 100 bar の間の圧力レベルにコンテナを加圧することで自動的に起こる。

【0038】鋳型が合金で充填されるとすぐに冷却部材 (cooling member) を鋳型の壁と接触させることで構成部材の冷却が加速される。温度が合金の凝固温度以下に下らない限り、金属の自然収縮を補償するためにコンテナ内の圧力が維持される。

*

*【0039】この処理を行うための周知の技術的な原理についての更なる詳細については、Arnold J. COOK 氏及び Paul S. WERNER 氏による論文 “Pressure Infiltration Casting of Metal Matrix Composites” (“Materials Science and Engineering” A 144, October 1991, pp 189-206) を参照されたい。

【0040】本発明の第1の実施の形態において、メタルマトリックス複合材料から成りかつ延長された平行なパイプ形状を有する6つの異なる構成部材 (番号 1から6) が加圧鋳造により製造される。部材番号 1 から 5 までは 260 mm × 130 mm × 3 mm の同寸法を有している。部材番号 6 は 160mm × 80 mm × 3mm の寸法を有している。全ての構成部材は同じ AG10 マトリックスを有している。これらは繊維質前形成体の構造により基本的に異なっている。よって、もしこれらの前形成体が 16枚 (部材番号 1 から 5) または 10枚 (部材番号 6) の織物シートから形成されていれば、超高係数の K139 繊維の方位が個々の前形成体間で異なってくる。ただしパーツ番号 1 から 5 は 90%の K139 繊維及び 10%の M40 繊維を含み、パーツ番号 6 は M50 の繊維を含んでいる。上記方位は表1で与えられている。

【0041】

【表1】

部材番号	ドレーピング (K139繊維)	ドレーピング順序
1	準一方向	
2	0° の繊維25% ± 30° の繊維75%	(+30°; +30°; +30°; 0°; -30°; -30°; 30°; 0°; 0°; -30°; -30°; -30°; 0°; +30°; +30°; +30°)
3	0° の繊維25% ± 22° の繊維75%	(+22°; +22°; +22°; 0°; -22°; -22°; -22°; 0°; 0°; -22°; -22°; -22°; 0°; +22°; +22°; +22°)
4	0° の繊維50% ± 30° の繊維50%	(-30°; 0°; +30°; 0°; -30°; 0°; +30°; 0°; 0°; +30°; 0°; -30°; 0°; +30°; 0°; -30°)
5	0° の繊維50% ± 25° の繊維50%	(-25°; 0°; +25°; 0°; -25°; 0°; +25°; 0°; 0°; +25°; 0°; -25°; 0°; +25°; 0°; -25°)
6	0° の繊維60% ± 32° の繊維40%	(0; 32°; 0; -32°; 0; 0; -32°; 0; 32°; 0)

【0042】表1で定められた前形成体はそれぞれ参照構成部材に対応している。このことは望みの結果物を得るためには複合材料内の繊維の方位が重要であることを示したものである。

【0043】よって製造された前形成体に基づいて理想的な製造条件下で加圧鋳造により各構成部材が製造される。この理想的な製造条件は以下の通りである。

- AG10 アルミニウム合金により構成された金属浴 (metal bath) の温度: 720° C
- 前形成体温度: 670° C
- 最大溶浸圧力: 60 bar
- 圧力上昇率: 1 bar/s
- 平均冷却速度: 約 50° C/min

【0044】機械試験や物理測定を行えるように、得られた各構成部材から供試体がダイヤモンド研削ホイールを使用して切り出された。

【0045】供試体を切り出す前に、合金による繊維質前形成体の溶浸品質がX線撮影観察及び金属観察 (metallographic observation) により検査された。これらの確認によって前形成体がとても良い溶浸状態を示しかつ鋳造欠陥がないことが判明した。

【0046】構成部材から切削された供試体に行われる機械試験は主に引張り試験である。物理測定は特に横断方向の熱膨張係数と長手方向の熱膨張係数と繊維の体積分率とについてである。

【0047】物理測定の結果、複合材料の体積質量が常

に 2.26 g/cm^3 と 2.30 g/cm^3 との間の数値であることが判明した。

【0048】周囲温度（約 20°C ）で各供試体に行われた機械試験と物理測定の結果が表2に明らかにされている。

＊

【0049】

【表2】

測定された物性値	記号	部材1	部材2	部材3	部材4	部材5	部材6
L方向ヤング率 (GPa)	EL	360(2)	166(2)	215(2)	226(2)	275(2)	282(3)
L方向熱膨張係数の絶対値 ($10^{-6}/^\circ\text{C}$)	α_L	0.47(2)	0.25(2)	0.23(2)	0.1	0.08(2)	0.26(4)
T方向熱膨張係数の絶対値 ($10^{-6}/^\circ\text{C}$)	α_T	8.2(1)	6.9(1)	6.9(1)	8.2(1)	9.0(1)	4.53(3)
繊維体積 (%)	Vf	60.3 \pm 0.3(5)	50.8 \pm 0.2(5)	59.5 \pm 0.3(5)	55.7 \pm 0.3(5)	59.4 \pm 0.5(5)	57 \pm 1.02(1)

【0050】上記表2において、「L方向」との記載は長手方向を表し、「T方向」との記載は横断方向を表し、かつこの値は各状況で行われた試験の回数を示している。

【0051】表2の結果から、長手方向の熱膨張係数 α_L はその絶対値が部材1から部材5に向けて徐々に減少しており、部材2, 3, 6は固有の長手方向熱膨張係数を基本的に有している。部材4, 5のみが、長手方向に $0.2 \cdot 10^{-6}/^\circ\text{C}$ より低い係数 α_L を有している。部材1, 5, 6のみが 100 GPa を越える長手方向の比剛性率 EL/ρ を有している。

【0052】本発明の第1の実施の形態において、部材5が結果として長手方向に高剛性率及び高安定性を得るための最高の妥協値を表している。

【0053】本発明の好ましい第2の実施の形態において、マトリックスが約9体積%のアルミニウムを含むマグネシウム基合金から成っている。この合金は高純度GA9Z1型である。

【0054】第1の実施の形態で示されたように、マトリックスは約40%の体積分率、連続した炭素繊維は約60%の体積分率をそれぞれ有している。

【0055】本発明の第2の実施の形態を示すために選択された具体例において、前成形体は織物シートのバイルまたは積層から作られる。この織物は、長手方向に配置されたK139型の約90体積%の超高係数の炭素繊維と、K139型繊維を支持するために横断方向に配置された約10%のM50型の炭素繊維とを有している。

【0056】織物シートの積層は、全てのシートにおいて超高係数の繊維が構成部材の長手方向に対して $0^\circ \pm 5^\circ$ に方向付けられるように作られている。

【0057】第1の実施の形態で記載されたように、構成部材は加圧鋳造により次の条件を使って製造される。

- GA9Z1 マグネシウム合金浴 (alloy bath) の温度： 750°C
- 前形成体温度： 750°C

最大溶浸圧力： 60 bar

圧力上昇率： 1 bar/s

平均冷却速度：約 25°C/min

【0058】「部材7」と呼ばれる得られた構成部材の試料が、本発明の第1の実施の形態を示す部材1から部材6と同じ機械的測定及び物理測定を行うために切り出された。部材7の体積質量が物理測定により 1.95 g/cm^3 と特定された。

【0059】表3は周囲温度（約 20°C ）にて行われた機械測定及び物理測定の結果を示している（表記は表2と同様である）。

【0060】

【表3】

測定された物性値	記号	部材7
L方向ヤング率 (GPa)	EL	384(3)
L方向熱膨張係数の絶対値 ($10^{-6}/^\circ\text{C}$)	α_L	0.01(4)
T方向熱膨張係数の絶対値 ($10^{-6}/^\circ\text{C}$)	α_T	5.33(3)
繊維体積 (%)	Vf	58.5 \pm 2.5(3)

【0061】表3の具体例は、部材7が $0.2 \cdot 10^{-6}/^\circ\text{C}$ より優に低い長手方向熱膨張係数の絶対値 α_L を有していることを示している。長手方向の比剛性率 EL/ρ も 100 GPa を優に越えている。よって、シートのうち少なくとも90%のものにて繊維の方向が $0^\circ \pm 5^\circ$ である場合に、本発明の第2の実施の形態によっても解決すべき目的が達成される。

【0062】結論として、本発明によるメタルマトリックス複合材料の構成部材は、航空宇宙産業にて使用されること及び構成部材の長手方向に高剛性値及び優れた安定性を必要とする全ての応用に対して使用されることを

想定することができる機械的特性及び物性値を有してい* *る。

フロントページの続き

(72)発明者 マルティーン・ニヴェ・リュッツ
フランス・06210・マンドゥリュ・549・ブ
ールヴァール・ドゥ・ラ・タヴェルニエー
ル・ル・ラヴァンダン・ア

(72)発明者 ジョエル・ボンシー
フランス・06560・ヴァルボンヌ・ドマー
ヌ・ドゥ・リル・ヴェルト・アンバース・
デ・ジュヌヴリエール・1